文章编号:1000-4939(2023)06-1257-06

机身对接修理构型疲劳与裂纹扩展寿命研究

邹君[1,2],柴崇博[1,2],董登科[3],常文魁[3],冯振宇[1,2]

(1. 中国民航大学安全科学与工程学院,300300 天津;2. 民航航空器适航审定技术重点实验室,300300 天津;
3. 中国飞机强度研究所,710065 西安)

摘　要:基于三维有限元分析结果,提出了机身对接修理构型的疲劳与裂纹扩展寿命快速评估方法。考虑摩擦及铆钉预紧力,建立了不同修理构型三维有限元模型。基于计算结果得到了铆钉钉载随孔边裂纹长度变化的函数表达式。基于权函数法提出了对接构型孔边裂纹应力强度因子快速分析方法,并建立了相应的裂纹扩展寿命分析方法。对 4 种不同对接修理构型进行疲劳和裂纹扩展寿命分析,结果表明:危险位置均位于蒙皮头排铆钉,不同修理构型的头排铆钉钉载差异较大;增加铆钉排数和阶梯状布置加强板可降低头排铆钉钉载;减小头排铆钉钉载可显著提高疲劳寿命,但对裂纹扩展寿命改善效果较小。

关键词:对接构型;疲劳寿命;裂纹扩展寿命;铆接修理;快速评估

中图分类号:V215.6　　**文献标志码:**A　　**DOI:**10.11776/j.issn.1000-4939.2023.06.004

Investigation on fatigue and crack propagation life of repaired fuselage butt-joint

ZOU Jun[1,2], CHAI Chongbo[1,2], DONG Dengke[3], CHANG Wenkui[3], FENG Zhenyu[1,2]

(1. College of Safety Science and Engineering, Civil Aviation University of China, 300300 Tianjin, China;
2. Key Laboratory of Civil Aircraft Airworthiness Technology, CAAC, 300300 Tianjin, China;
3. Aircraft Strength Research Institute of China, 710065 Xi'an, China)

Abstract: A rapid analysis method of fatigue life and crack propagation life for repaired butt-joint is proposed based on three-dimensional finite element analysis. Considering the friction and rivet clamping force, the three-dimensional finite element models of different repaired configurations are established. An approximate model is constructed to represent the variation of pin load with the increase of crack length based on the analysis result. A rapid analysis method for calculation of the stress intensity factor for cracks in butt-joint is proposed based on weight function method, from which a predictive method for the crack propagation life is then developed. The fatigue life and crack propagation life of 4 repaired configurations are analyzed, Results shown that the dangerous positions are all located at the first rivet row in skin, and the pin load of different configurations is quite different. In addition, increasing the number of rivet rows and adopting stepped patch can reduce the pin load of the first rivet row. The fatigue life can be

收稿日期:2021-12-22　　**修回日期:**2022-04-19
基金项目:航空科学基金资助项目(No. 2017ZD67002);科研启动金资助项目(No. 2017QD10S)
通信作者:冯振宇,教授。E-mail:mhfzy@163.com
引用格式:邹君,柴崇博,董登科,等. 机身对接修理构型疲劳与裂纹扩展寿命研究[J]. 应用力学学报,2023,40(6):1257-1262.
ZOU Jun, CHAI Chongbo, DONG Dengke, et al. Investigation on fatigue and crack propagation life of repaired fuselage butt-joint[J]. Chinese journal of applied mechanics, 2023, 40(6):1257-1262.

significantly enhanced by reducing the pin load of the first rivet row, while the improvement for crack propagation life is less significant.

Key words: butt-joints; fatigue life; crack propagation life; riveted repair; rapid assessment method

机身蒙皮连接部位采用大量紧固件连接,连接形式包括搭接和对接。由于存在应力集中,连接部位在疲劳载荷作用下易产生疲劳损伤[1]。连接部位损伤修理需要满足相应的静强度、疲劳与损伤容限要求,同时考虑气动性、经济性等[2]。

在修理方法研究方面,SKORUPA 等[3]通过试验研究不同构型参数对搭接结构疲劳寿命的影响。PITTA 等[4]通过仿真研究金属蒙皮损伤紧固件修理和复合材料贴补修理的裂纹扩展寿命差异。PISA 等[5]采用边界元法研究壁板铆接贴补修理构型的断裂力学特性。

结构疲劳寿命分析包括裂纹形成寿命和裂纹扩展寿命分析。应力严重系数法(stress seventy factor, SSF)是名义应力法的一种,用于分析连接结构裂纹形成寿命[6]。张成成等[7]针对复杂几何边界结构提出了等效 SSF 法。赵平等[8]采用等效 SSF 法对铆接结构进行了疲劳寿命分析与试验验证。目前主要采用二维模型分析紧固件钉载,SZOLWINSKI 等[9]研究发现预紧力及摩擦会影响连接结构的载荷传递和疲劳性能,而二维模型无法考虑。郁大照等[10]采用三维有限元分析了螺接搭接件的载荷传递特性。

裂纹扩展寿命分析主要基于断裂力学和裂纹扩展速率模型。连接结构由于应力分布复杂,一般采用有限元进行应力强度因子(stress intensity factor, SIF)分析。郁大照等[11]将铆钉简化为弹簧元,建立二维模型进行裂纹扩展分析。DIAMANTAKOS 等[12]将蒙皮和铆钉简化为壳单元,对含裂纹对接构型进行裂纹扩展寿命分析。二维模型虽然计算较快,但忽略了铆钉变形、预紧力、次弯曲等因素,难以反映连接件复杂的三维应力应变特性。MOREIRA 等[13]采用三维有限元分析了含裂纹搭接结构的 SIF 和载荷传递特性。PITTA 等[14]基于三维有限元开展裂尖 SIF 和裂纹扩展寿命预测分析。有限元方法建模与计算耗时较长,无法用于快速评估。权函数法是求解 SIF 的一种高效方法,WU 等[15]给出了各类二维裂纹体 SIF 权函数解。郭万林等[16]给出了含钉载孔边裂纹 SIF 的权函数分析方法。

本研究结合三维有限元分析,采用 SSF 法分析疲劳寿命;建立铆钉钉载随裂纹长度变化函数模型,结合权函数法提出了连接结构的裂纹扩展寿命快速分析方法。最后分析了不同对接修理构型的疲劳和裂纹扩展寿命,可为蒙皮修理提供理论依据与工程指导。

1 对接构型与有限元建模

1.1 结构模型与修理方案

某型号飞机铆接对接构型尺寸如图 1 所示。左右蒙皮通过铆钉与对接板连接。蒙皮厚 1.8 mm,对接板厚 2.28 mm,材料为 2024-T3。铆钉孔直径为 4 mm,铆钉类型为埋头铆钉,材料为 2117 铝合金,材料属性见表 1。远场拉伸载荷大小为 100 MPa,应力比为 0.06。

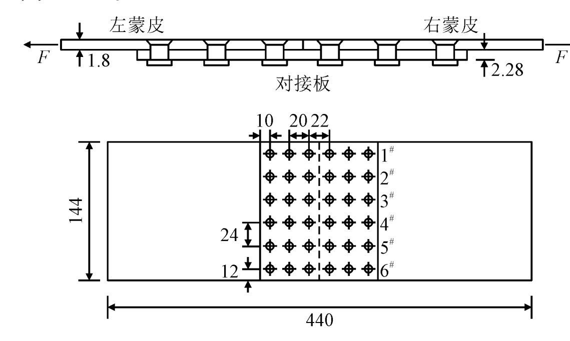


图 1 铆接对接构型模型

Fig. 1 Riveted butt-joint structural dimensions

表 1 材料属性

Tab. 1 Material properties

元件	材料	E/MPa	ν	K_{IC}/(MPa · $m^{1/2}$)
蒙皮、对接板	2024-T3	73 000	0.35	39.3
铆钉	2117	71 700	0.33	–

针对对接构型连接区域损伤,参考文献[2]设计了 4 种不同修理方案。对于气动敏感部位,通常采用内补镶平修理;对于受内部结构限制的非气动敏感部位可采用外部贴补修理。

对接构型不同修理方案如图 2 所示。分别介绍如下:构型(a)为内补镶平修理,对接板与左蒙皮通过新增的三排铆钉连接;构型(b)为外补修理,加强板厚2 mm,与左蒙皮通过新增的三排铆钉连接;构型(c)与(b)相似,不同之处在于加强板与左蒙皮用

四排铆钉连接；构型（d）为外补修理，加强板厚 1 mm，分为 2 层，呈阶梯状布置。

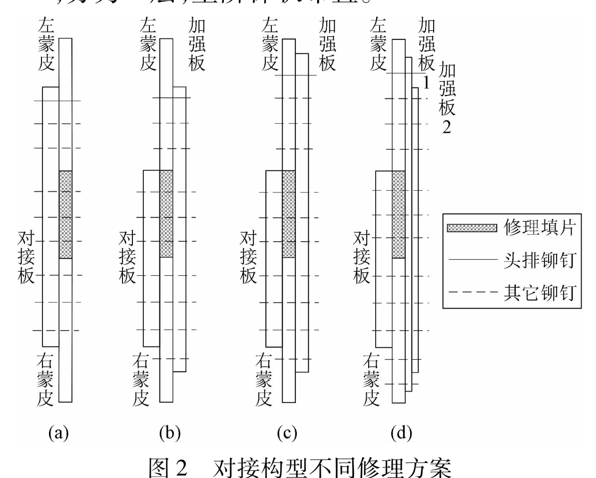


图 2　对接构型不同修理方案

Fig. 2　Different repaired butt-joint configurations

1.2　有限元建模

基于 ABAUQS 建立三维有限元模型，同时考虑铆钉预紧力和摩擦力。有限元模型如图 3 所示，单元类型均采用 C3D8I 单元以降低计算需求。参考文献[17]，各接触面摩擦系数均设置为 0.4。铆钉预紧力与装配挤压力有关，一般为 0.2 ~ 0.7 kN[18]，本研究铆钉预紧力采用 0.5 kN。为减小载荷偏心引起的次弯曲效应，在连接区施加面外位移约束。

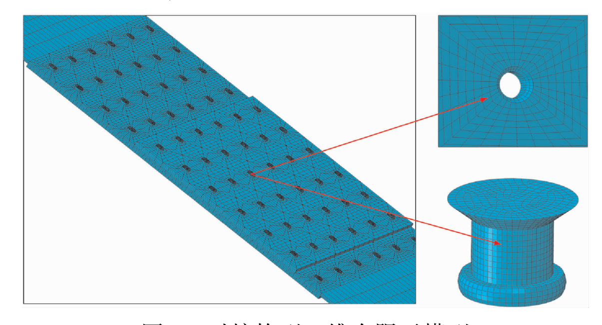


图 3　对接构型三维有限元模型

Fig. 3　3D finite element model of butt-joint structure

2　疲劳与裂纹扩展寿命分析方法

2.1　疲劳寿命分析方法

根据钉孔处的钉载 P_{dc} 和旁路载荷 P_{pl}，采用 SSF 法分析连接件疲劳寿命，孔边 SSF 为[19]

$$\mathrm{SSF} = \frac{\alpha\beta}{P_{pl} + P_{dc}}\left[K_{tg}P_{pl} + K_{tb}\frac{W - D}{D}P_{dc}\theta\right] \quad (1)$$

式中：α 为孔表面质量系数；β 为孔填充系数；W 为板宽；D 为钉孔直径；K_{tb} 为钉载挤压应力引起的应力集中系数；θ 为挤压应力分布系数，文献[19]基于接触有限元给出了高精度拟合公式；K_{tg} 为空孔板的理论应力集中系数，对于中心空孔板为

$$K_{tg} = 2 + 0.15(D/W)^2 + (1 - D/W)^3 \quad (2)$$

基于三维有限元分析各铆钉处的远场载荷 P_{yc}、旁路载荷 P_{pl} 以及钉载 P_{dc}。由于部分载荷通过摩擦传递，载荷提取边界尽量靠近铆钉以减小摩擦的影响，如图 4 所示。

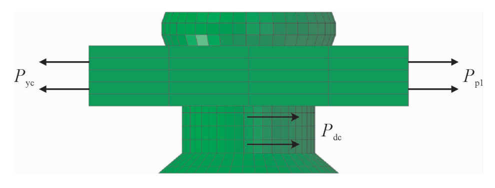


图 4　旁路载荷、远场载荷和钉载有限元提取

Fig. 4　Bypass, far-field and pin loads extracted from the finite element model

2.2　裂纹扩展分析方法

2.2.1　孔边裂纹应力强度因子分析

为实现裂纹扩展寿命快速评估，采用权函数法计算孔边裂纹 SIF。无限大板圆孔孔边双裂纹 SIF 可由下式计算得到[16]。

$$K_I = (1 + 0.25e^{-2.2(a/r)^{0.75}})\int_{(a)}\sigma_y(x)G_I(x)\mathrm{d}x \quad (3)$$

式中：a 为孔边裂纹长度；r 为钉孔半径；x 为距离孔中心的距离；$G_I(x)$ 为权函数，且

$$G_I(x) = \frac{2}{\sqrt{\pi(a + r)}}\frac{(a + r)}{\sqrt{(a + r)^2 - x^2}} \quad (4)$$

$\sigma_y(x)$ 为无裂纹孔边应力场，应力场由 P_{yc}、P_{pl}、P_{dc} 三部分载荷组成，分别表示如下。

$$\sigma_{dc}(x) = q\rho^2,$$

$$\sigma_{yc}(x) + \sigma_{pl}(x) = \frac{\sigma_{yc} + \sigma_{pl}}{2}(2\rho^4 + \rho^2 + 2) \quad (5)$$

式中：$\rho = r/x$；q 为均匀分布钉载。

由线性叠加原理，孔边裂纹 SIF 可表示为

$$K_I = \frac{1}{2}(K_{Idc} + K_{Iyc} + K_{Ipl}) \quad (6)$$

孔边单裂纹与双裂纹 SIF 有如下关系[20]。

$$K_{I,\text{单裂纹}} = K_{I,\text{双裂纹}}\left(\frac{2r + a}{2r + 2a}\right)^{0.5} \quad (7)$$

对于有限尺寸情况引入宽度修正系数 FB[16]，且

$$\mathrm{FB} = 1 + \sqrt{2m}/(1 - 2m)\exp(-0.369 - 2.125m + 3m^2\sqrt{(2m + 0.37)/2m}) \quad (8)$$

其中，$m=(a+r)/W$。

随着裂纹扩展，多铆钉情况下由于载荷重分配会使含裂纹孔的钉载 P_{dc} 减小。在各构型蒙皮头排铆钉中心位置 3#、4#孔之间建立孔边穿透单裂纹，研究钉载随裂纹长度 a 的变化情况。分析表明，钉载随裂纹长度的变化可用同一公式描述，即

$$P_{dc}=P_0+0.89a^2-29.24a \tag{9}$$

式中，P_0 为无裂纹时的钉载。拟合曲线与有限元结果对比如图 5 所示，相关系数为 0.944，可见该拟合公式是合理的。

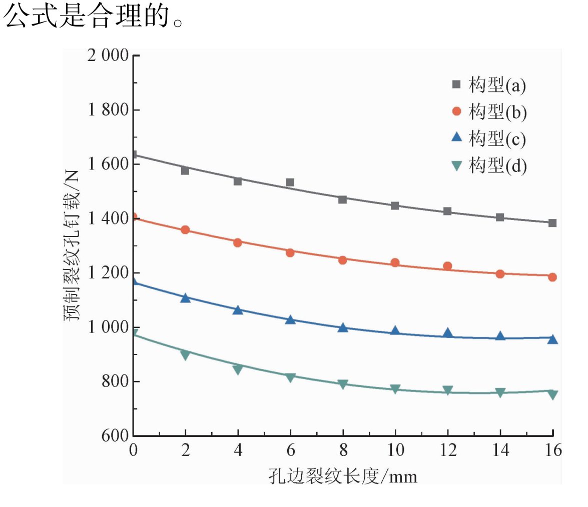


图 5　钉载随裂纹长度变化曲线

Fig. 5　The variation of pin load with the increase of crack length

为验证分析方法有效性，采用三维有限元计算孔边裂纹 SIF。裂尖采用退化等参数奇异楔形单元 C3D15 进行网格划分，SIF 取厚度方向平均值。权函数法中不考虑其他铆钉孔的影响，与有限元结果对比如图 6 所示，平均差异为 10.5%，满足快速评估精度要求。随着裂纹长度增加差异逐渐增加，原因是孔之间的相互影响逐渐增强。

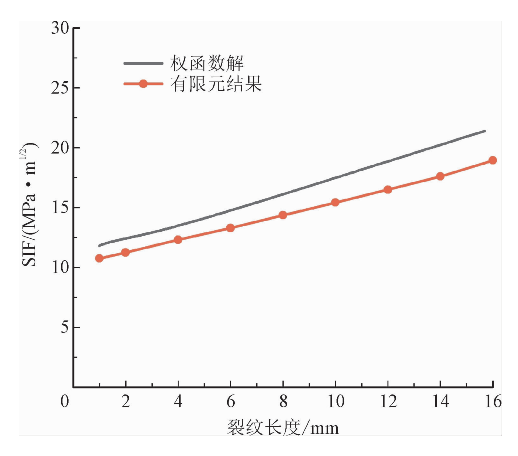


图 6　有限元法与权函数法 SIF 结果对比

Fig. 6　SIF results comparison of finite element method and weight function method

2.2.2　裂纹扩展寿命分析

考虑裂纹闭合效应，采用 Pairs 公式预测裂纹扩展，公式为

$$\frac{da}{dN}=C\left(\Delta K_{eff}\right)^m \tag{10}$$

其中：N 为循环次数；C 和 m 为材料常数，本研究取 $C=5.3\times10^{-8}$，$m=3.335$[21]。考虑裂纹闭合效应的有效应力强度因子可按下式计算[22]，即

$$\Delta K_{eff}=\frac{1-f}{1-R}K_{\mathrm{I}} \tag{11}$$

其中：R 为应力比；f 是最大应力与裂纹张开应力的比值，具体见文献[22]。

裂纹扩展寿命分析步骤如下。

步骤 1）确定初始裂纹尺寸及无裂纹时钉载。

步骤 2）采用式(9)计算钉载 P_{dc}、旁路载荷 P_{pl}。

步骤 3）采用式(6)计算孔边裂纹 K_{I}。

步骤 4）设定载荷循环间隔 ΔN_i。

步骤 5）根据式(10)计算裂纹扩展速率，得到循环间隔 ΔN_i 内的裂纹扩展长度。

步骤 6）累计裂纹长度，回到步骤 2）循环。

当裂纹尖端塑性区与相邻孔连通时认为结构失效。考虑应力释放效应，平面应力状态下塑性区半径为[23]

$$r_p=\frac{1}{\pi}\left(\frac{K_{\mathrm{I}}}{F_{TY}}\right)^2 \tag{12}$$

其中，F_{TY} 为材料的屈服强度。

3　结果与分析

3.1　疲劳寿命分析

采用 SSF 法分析不同修理构型的疲劳寿命，板宽取铆钉间距 24 mm。结果表明危险位置均为左蒙皮头排铆钉 3#或 4#钉孔。参数 $\alpha=1$，$\beta=0.75$，根据 SSF 计算结果对 2024-T3 S-N 曲线[24]插值，采用 Miner 线性疲劳累计损伤理论进行疲劳寿命评估。各构型危险位置疲劳寿命计算结果如表 2 所示。

结果可见，不同构型的名义应力较接近，钉载越高 SSF 值越大，从而疲劳寿命较短。构型(a)疲劳寿命最低，原因是对接板较厚，硬点效应较突出。构型(c)比(b)的疲劳寿命高 52.6%，原因是铆钉行数增加使头排铆钉钉载大幅降低。构型(d)疲劳寿命

最高，且比构型（c）高 32.9%，可见阶梯状布置加强板可减缓硬点效应，从而提高疲劳寿命。

表 2　各修理构型 SSF 值及疲劳寿命结果对比

Tab. 2　SSF and fatigue life results comparison for different repaired configurations

修理构型	构型（a）	构型（b）	构型（c）	构型（d）
P_{pl}	2 578	2 864	3 111	3 254
P_{dc}	1 645	1 406	1 177	990
K_{tg}	2.583	2.583	2.583	2.583
K_{tb}	1.130	1.130	1.130	1.130
名义应力	117.31	118.61	119.11	118.17
SSF	3.656	3.390	3.148	2.964
疲劳寿命	781 504	1 189 675	1 815 028	2 413 166

3.2　裂纹扩展寿命分析

采用权函数法对不同修理构型的裂纹扩展寿命进行分析。由于结构对称，初始裂纹位于中心位置孔边单裂纹，裂纹位置与形式如图 7 所示，初始长度为 1.25 mm。

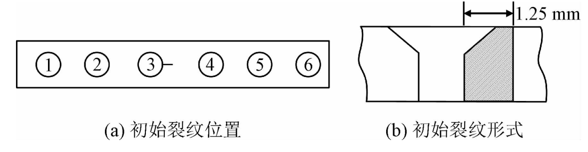


图 7　初始裂纹位置与形式

Fig. 7　Initialc rack location and crack shape

不同构型裂纹扩展分析结果如图 8 所示。与图 5 进行对比分析，可见钉载越大裂纹扩展寿命越短，这与文献[16]的结论一致。此外，采用多排铆钉连接和阶梯状布置加强板可有效降低头排铆钉的钉载，从而提高裂纹扩展寿命。

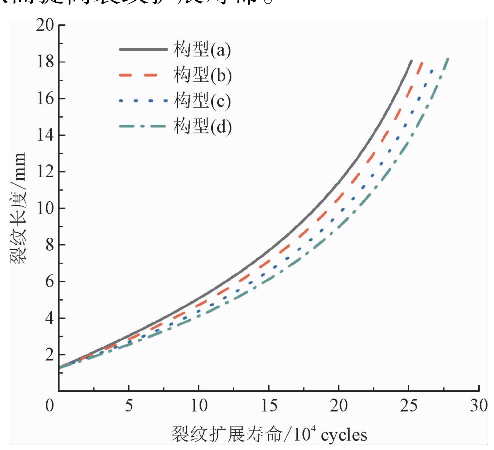


图 8　不同修理构型的裂纹扩展曲线

Fig. 8　Crack propagation comparison of different repaired configurations

与疲劳寿命结果对比发现，裂纹扩展寿命值均远低于疲劳寿命，且不同构型裂纹扩展寿命差异较小，分别为 252 000∶260 000∶269 000∶278 000，构型（d）比（a）仅高 10.3%。

4　结　论

本研究针对机身对接不同修理构型，开展了疲劳寿命及裂纹扩展寿命快速评估方法研究。传统二维模型无法考虑铆钉预紧力及摩擦等因素。结合三维有限元，采用 SSF 法分析不同修理构型的疲劳寿命。对于裂纹扩展寿命分析，建立了钉载随孔边裂纹长度变化模型，结合权函数法提出了连接结构的裂纹扩展寿命快速分析方法。对不同对接修理构型进行分析，得出以下结论。

1）不同对接修理构型的危险位置均位于蒙皮头排铆钉中心位置孔。

2）钉载是影响不同修理构型疲劳寿命与裂纹扩展寿命的主要因素；钉载越大，寿命越短。

3）增加铆钉排数和阶梯状布置加强板可有效减小头排铆钉钉载。

4）不同修理方法对疲劳寿命影响更大，构型（d）比（a）疲劳寿命高 208.8%，裂纹扩展寿命仅高 10.3%。

参考文献：

［1］ SCHIJVE J. Fatigue of aircraft materials and structures［J］. International journal of fatigue，1994，16（1）：21-32.

［2］ 黄昌龙，徐海蓉. 运输类飞机外场结构损伤抢修［M］. 西安：西北工业大学出版社，2019.

［3］ SKORUPA M，SKORUPA A，MACHNIEWICZ T，et al. Improving the fatigue performance of riveted joints in airframes：No. E，3496［R］.［S. l.］：［s. n.］，2011.

［4］ PITTA S，ROJAS J I，CRESPO D，et al. Fatigue life analysis of unrepaired and repaired metallic substrate using FRANC2D［C］//Proceedings of the 7th International Conference on Fracture Fatigue and Wear. Singapore：Springer Singapore，2019：558-565.

［5］ DI PISA C，ALIABADI M H. Boundary element analysis of stiffened panels with repair patches［J］. Engineering analysis with boundary elements，2015，56：162-175.

［6］ 姚卫星. 结构疲劳寿命分析［M］. 北京：科学出版社，2019.

［7］ 张成成，姚卫星，叶彬. 连接件疲劳寿命分析的等效 SSF 法［J］. 航空学报，2009，30（2）：271-275.
ZHANG Chengcheng，YAO Weixing，YE Bin. Equivalent stress severity factor approach for fatigue of multi-fastener plate［J］. Acta

aeronautica et astronautica Sinica,2009,30(2):271-275(in Chinese).

[8] 赵平,李旭东,于化东,等.采用确定性裂纹增长方法对铝合金铆接结构寿命分析的研究[J].工程力学,2014,31(6):35-41.
ZHAO Ping,LI Xudong,YU Huadong,et al. Study for life prediction of riveted aluminum alloy structures using deterministic crack growth analysis method[J]. Engineering mechanics,2014,31(6):35-41(in Chinese).

[9] SZOLWINSKI M P,FARRIS T N. Linking riveting process parameters to the fatigue performance of riveted aircraft structures[J]. Journal of aircraft,2000,37(1):130-137.

[10] 郁大照,陈跃良,张勇,等.螺接搭接件的载荷传递特性试验及三维有限元分析[J].中国机械工程,2010,21(19):2273-2278.
YU Dazhao,CHEN Yueliang,ZHANG Yong,et al. Study on load transfer properties of bolted joints based on experiments and three-dimensional finite element[J]. China mechanical engineering,2010,21(19):2273-2278(in Chinese).

[11] 郁大照,陈跃良,王允良.含多处损伤宽板螺接搭接件疲劳寿命研究[J].工程力学,2017,34(6):217-225.
YU Dazhao,CHEN Yueliang,WANG Yunliang. Study on fatigue life of wide bolted lap joint with multiple site damage[J]. Engineering mechanics,2017,34(6):217-225(in Chinese).

[12] DIAMANTAKOS I D,LABEAS G N,PANTELAKIS S G,et al. A model to assess the fatigue behaviour of ageing aircraft fuselage[J]. Fatigue & fracture of engineering materials & structures,2001,24(10):677-686.

[13] MOREIRA P M G P,DE MATOS P F P,CAMANHO P P,et al. Stress intensity factor and load transfer analysis of a cracked riveted lap joint[J]. Materials & design,2007,28(4):1263-1270.

[14] PITTA S,ROJAS J I,CRESPO D. Comparison of fatigue crack growth of riveted and bonded aircraft lap joints made of Aluminium alloy 2024-T3 substrates:A numerical study[J]. Journal of physics:Conference series,2017,843(1):012035.

[15] WU X R,CARLSSON A J. Weight functions and stress intensity factor solutions[M]. Oxford:Pergamon Press,1991.

[16] 郭万林,肖寿庭.钉载孔边裂纹的应力强度因子[J].西北工业大学学报,1987,5(1):129-136.
GUO Wanlin,XIAO Shouting. Stress intensity factors of cracks emanating from pin-loaded holes[J]. Journal of Northwestern Polytechnical University,1987,5(1):129-136(in Chinese).

[17] SZOLWINSKI M P,FARRISS T N. Experimental observation of the effect of contact parameters on fretting crack nucleation[C]//Proceedings of the 1995 USAF Structural Integrity Program Conference. San Antonio,Texas:San Antonio Air Logistics Center Aircraft Directorate,1995:237-252.

[18] RANS C D. The role of rivet installation on the fatigue performance of riveted lap joints[D]. Ottawa:Carleton University,2007.

[19] 王克峰,姚卫星.连接件疲劳寿命分析的改进SSF法[J].机械科学与技术,2012,31(5):855-860.
WANG Kefeng,YAO Weixing. A modified stress severity factor approach for fatigue lifetime prediction of joints[J]. Mechanical science and technology for aerospace engineering,2012,31(5):855-860(in Chinese).

[20] ROOKE D P,BARATTA F I,CARTWRIGHT D J. Simple methods of determining stress intensity factors[J]. Engineering fracture mechanics,1981,14(2):397-426.

[21] SILVA L F M,GONCALVES J P M,OLIVEIRA F M F,et al. Multiple-site damage in riveted lap-joints:experimental simulation and finite element prediction[J]. International journal of fatigue,2000,22(4):319-338.

[22] NEWMAN J C. A crack opening stress equation for fatigue crack growth[J]. International journal of fracture,1984,24(4):R131-R135.

[23] RICE J R. Mechanics of crack tip deformation and extension by fatigue[M]. West Conshohocken,PA,USA:ASTM,1967:247-311.

[24] RICE C R,JACKSON J L,BAKUCKAS J,et al. Metallic materials properties development and standardization(MMPDS)[R]. Washington,DC:Department of Transportation Federal Avhation Administration,2003.

(编辑 李坤璐)